

MIL—A—8860系列

(内部资料)

飞机强度和刚度

航空工业部飞机强度规范编写办公室

1983.10

V215-65
1003

美国军用规范

飞机强度和刚度



30267297

航空工业部飞机强度规范编写办公室

1983.10

496068

出 版 说 明

这套资料是应广大从事飞机设计、试验的工程技术人员希望和“军用飞机强度规范编写工作第一次会议”(阳朔会议)、“军用飞机强度规范专业会议”(广州会议)的要求;再加我国近年来全面引进美国军标之后,其中美国MIL—A—8860系列有的有了新的原文版本。因此,航空工业部飞机局要求我们对美国MIL—A—8860系列进行重新校订并编辑出版。据此我们专门组织了“美国军用规范——飞机强度和刚度(MIL—A—8860系列)校订组”。由航空工业部军用飞机强度规范编审委员会副主任单风桐同志担任组长。

参加这套资料校订工作的有:马保林、王贞琪、王裕昌、宋家驹、王仲燕、陈启顺、何涇、蒋祖国、王根元、秦国兴、张忠民、孙建华、孙其东、王记、钟德钧、林海等同志,并最后由单风桐、张克荣、陈启亮、董庚寿、王根元、陈启顺、陈昭灼、张忠民等同志进行了审校。聂世芳和张永河两位同志负责编辑出版事务。

在校订过程中,我们参考了国内已有的各种译文版本和有关美国军标翻译规定,但由于时间紧、水平有限,在校订和出版这套资料中,不免存在错误和不当之处,诚恳希望读者批评指正。

航空工业部飞机强度规范编写办公室

1983.5

总 目 录

第一册	总则〔MIL—A—008860A, 1971年3月31日〕……………	(1)
第二册	飞行载荷〔MIL—A—008861A, 1971年3月31〕……………	(15)
第三册	陆上飞机着陆和地面操作载荷〔MIL—A—008862A, 1971年3月31日〕……………	(33)
第四册	海军所购飞机的地面载荷〔MIL—A—8863A, 1974年7月12日〕…	(55)
第五册	水上飞机的水载荷和操作载荷〔MIL—A—8864, 1960年5月18日〕……………	(83)
第六册	其它载荷〔MIL—A—008865A, 1977年2月17日〕……………	(95)
第七册	1.可靠性要求, 重复载荷和疲劳〔MIL—A—008866A, 1971年3月31日〕……………	(117)
	2.可靠性要求, 重复载荷和疲劳〔MIL—A—008866B, 1975年8月22日〕……………	(137)
第八册	1.地面试验〔MIL—A—008867A, 1971年3月31日〕……………	(157)
	2.地面试验〔MIL—A—008867B, 1975年8月22日〕……………	(171)
第九册	数据和报告〔MIL—A—8868A, 1974年2月8日〕……………	(185)
第十册	核武器效应〔MIL—A—008869A, 1971年6月9日〕……………	(237)
第十一册	颤振, 发散和其它气动弹性不稳定性〔MIL—A—008870A, 1971年3月31日〕……………	(247)
第十二册	飞行和地面操作〔MIL—A—8871A, 1971年7月1日〕……………	(265)
第十三册	振动〔MIL—A—8892, 1971年3月31日〕……………	(285)
第十四册	声疲劳〔MIL—A—8893, 1971年3月31日〕……………	(299)

美国军用规范 飞机强度和刚度 总 则

[MIL—A—008860A]

美國海軍用誌
海軍用誌
總 覽

[A008800—A—JIM]

目

录

1.	范围	(W) 量重	1.1.1.1
2.	有关文件	(W) 量重	1.1.1.2
3.	要求		1.1.1.3
3.1	飞机的设计和制造		1.1.1.4
3.2	术语	(W) 量重	1.1.1.5
3.3	限制载荷	(W) 量重	1.1.1.6
3.4	极限载荷	(W) 量重	1.1.1.7
3.5	变形		1.1.1.8
3.6	载荷重新分布		1.1.1.9
3.7	附加载荷		1.1.1.10
3.8	瞬时响应	(W) 量重	1.1.1.11
3.9	对热影响的考虑	(W) 量重	1.1.1.12
3.10	重量变化		1.1.1.13
3.11	设计强度	(W) 量重	1.1.1.14
3.11.1	设计数据和许用材料性能		1.1.1.15
3.11.1.1	铸件		1.1.1.16
3.11.1.2	锻件		1.1.1.17
3.11.2	设计用材料机械性能		1.1.1.18
3.11.2.1	晶粒方向		1.1.1.19
3.11.2.2	温度影响		1.1.1.20
3.11.2.3	振动和疲劳的影响		1.1.1.21
3.12	损伤容限		1.1.1.22
3.13	飞行载荷		1.1.1.23
3.14	着陆和地面操作载荷		1.1.1.24
3.15	其它载荷		1.1.1.25
3.16	可靠性要求、重复载荷和疲劳		1.1.1.26
3.17	符号和坐标系		1.1.1.27
3.18	核武器效应		1.1.1.28
3.19	颤振和发散、振动及声疲劳		1.1.1.29
3.20	飞行试验要求		1.1.1.30
4.	质量保证规定		1.1.1.31
5.	交货准备		1.1.1.32
6.	注释		1.1.1.33

6.1	预定用途		
6.2	定义和符号		
6.2.1	设计重量		
6.2.1.1	最小飞行重量 (W_{min})		
6.2.1.2	最大设计重量 (W_{max})		
6.2.1.2.1	最大内部装载		
6.2.1.2.2	最大外部装载		
6.2.1.3	基本飞行设计重量 (W_{BF})		
6.2.1.4	最大武器重量 (W_{MO})		
6.2.1.5	陆基飞机着陆设计重量 (W_{LL})		
6.2.1.5.1	O、T和U类飞机		
6.2.1.5.2	C类飞机		
6.2.1.5.3	A、F、TF和B类飞机		
6.2.1.6	最大着陆设计重量 (W_{ML})		
6.2.1.7	起吊设计重量 (W_H)		
6.2.2	速度		
6.2.2.1	指示空速 (IAS)		
6.2.2.2	校正空速 (CAS)		
6.2.2.3	真空速 (TAS)		
6.2.2.4	当量空速 (EAS)		
6.2.2.5	接触速度 (V_E)		
6.2.2.6	最大平飞速度 (V_H)		
6.2.2.7	限制速度 (V_L)		
6.2.2.8	着陆、进场和起飞限制速度 (V_{LF})		
6.2.2.9	空投速度 (V_{AD})		
6.2.2.10	阵风减速 (V_G)		
6.2.2.11	失速速度 (V_{SL})		
6.2.3	附加术语		
6.2.3.1	急剧操纵位移		
6.2.3.2	危险状态		
6.2.3.3	载荷系数 "n"		
6.2.3.4	限制载荷或限制载荷系数		
6.3	更改		
6.4	旁注标志		

MIL—A—008860A (USAF)

1971.3.31

代 替

MIL—A—8860 (ASG)

1960.5.18

美国军用规范

飞机强度和刚度

总 则

这本局部调整的军用规范是空军根据现行有关技术资料制定的，但它尚未批准作为军用规范MIL—A—8860 (ASG) 调整的修订本颁布。本文还有待修改，不过，在它作为调整的军用规范颁布之前，可用于订货。

1. 范围

1.1 本规范包括一般要求并与其它有关规范一起规定了飞机的结构设计、分析、试验室试验和文件要求。这些要求适用于飞机机体承受起飞、飞行、着陆、地面操作和试验室试验情况等载荷要求的所有结构。

2. 有关文件

2.1 下列文件 (招标时的有效版本) 在本文规定的范围内构成本规范的一部分。

规范

联邦规范

QQ—A—367 铝合金锻件

军用规范

MIL—C—6021 铸件分类和检验

MIL—F—7190 飞机和特种武器使用的钢锻件

MIL—A—8861 飞机强度和刚度 飞行载荷

MIL—A—8862 飞机强度和刚度 陆上飞机着陆和地面操作载荷

MIL—A—8865 飞机强度和刚度 其它载荷

MIL—A—8866 飞机强度和刚度 可靠性要求、重复载荷和疲劳
MIL—A—8867 飞机强度和刚度 地面试验
MIL—A—8868 飞机强度和刚度 数据和报告
MIL—A—8869 飞机强度和刚度 核武器效应
MIL—A—8870 飞机强度和刚度 颤振、发散和其它气动弹性不稳定性
MIL—A—8871 飞机强度和刚度 飞行和地面操作试验
MIL—A—8892 飞机强度和刚度 振动
MIL—A—8893 飞机强度和刚度 声疲劳
MIL—A—21180 高强度铝合金铸件
MIL—A—22771 铝合金锻件的热处理
MIL—F—83142 飞机和宇航使用的钛合金锻件
标准

军用标准

MIL—STD—210 军用设备的气候限度出版物

军用出版物

MIL—HDBK—5 飞行器结构的金属材料和元件

MIL—HDBK—17 飞行器中的塑料 第一部分加强塑料

MIL—HDBK—23 夹层复合材料结构

空军出版物

空军系统司令部 (AFSC) 设计手册

DH 1—0 总则

DH 2—0 航空系统

(供货方由于特定的订货事项而需要的文件, 应由订货方提供或按订合同官员的意见取得。)

2.2 其它出版物 下列文件在本文规定的范围内构成本规范的一部分。除非另有指示, 应采用招标时的有效版本。

美国标准大气 1962年版和1966年增订版。

(使用的文件副本应寄给华盛顿、哥伦比亚特区20402号 美国政府出版局文件负责人)

美国国家标准学会, 公司

ANSI标准

Y10.7—1954 航空科学字母符号

(使用的副本应寄给纽约市东十区第40街 10016号 美国国家标准学会, 公司)

3. 要求

3.1 飞机的设计和制造 飞机的设计和制造应符合AFSC (空军系统司令部)

DH(设计手册)系列1—0和2—0的制造工艺要求。

3.2 术语 定义和符号应与6.2节一致。

3.3 限制载荷 载荷系数、公式和受载情况,除非本规范另有规定,均根据限制载荷确定(见6.2.3.4节)。

3.4 极限载荷 除了说明是特殊极限载荷的受载情况外,极限载荷是限制载荷与极限安全系数的乘积。在极限载荷作用下不应发生破坏。除了某些认为要增加安全性、刚度、质量保证和磨损规定附加强度或乘以附加安全系数外,其它情况极限安全系数应为1.5。

3.5 变形 在着陆载荷、疲劳载荷和限制载荷单独或共同作用下引起的弹性变形、永久变形或热变形的累积效应不应:

- a. 妨碍或降低飞机的机械操作;
 - b. 影响飞机的气动特性以致无法保证性能或不能满足飞行品质要求;
 - c. 需要修理或更换部件。
- 当结构试验按规定的载荷增减率对它们进行静态加载或动态加载时,这些要求既适用于结构试验也适用于试飞科目。

3.6 载荷重新分布 外载荷分布应包括由限制飞行载荷或限制地面操作载荷引起的弹性结构变形或热效应。载荷重新分布应包括但不限于下列因素:

- a. 热变形;
- b. 表面温度变化引起气动力重新分布;
- c. 热应力引起的刚度变化;
- d. 其它热效应。

3.7 附加载荷 残余载荷应与相应的受载情况引起的载荷同时考虑。残余载荷应包括但不限于下列动作后残存的载荷:

- a. 起落架和机翼放下或收上;
- b. 炸弹舱门打开和关闭;
- c. 机翼、尾翼或其它结构的折叠或展开;
- d. 承制方在飞机维护说明书中规定施加的各种量级装配载荷;
- e. 安装斜支撑等引起的预加载荷。

3.8 飞机上的武器、设备在使用和发射时施加于飞机结构的载荷、爆炸气浪载荷、发动机排气冲击以及发动机最大功率载荷,都应在地面或飞行操作(尾旋除外,如果适用的话)时作用在飞机上的载荷同时考虑。

3.9 瞬时响应 载荷的大小和分布应包括瞬时或突然施加在结构上的载荷引起的动响应,如急剧机动、核武器爆炸、阵风、着陆、滑行、机轮空中刹车、起飞助推装置载荷、外挂物的投放或弹射、打炮、货物的弹射投放和降落伞投放等等。

3.10 对热影响的考虑 设计的飞机能够经受:

- a. 在MIL—STD—210(1962年版和1966年增订版的美国标准大气)中规定的相当

于在热带和两极区炎热及寒冷大气环境中使用而产生的影响；

b. 机内动力装置和其它热源工作时的热影响与上条(a)同时考虑；

c. 气动加热影响与上条(a)同时考虑；

d. 应包括对结构完整性有影响的所有其它的热输入影响；

e. 飞机在预计服役寿命期内温度载荷时间历程的累积效应。

3.10 重量变化 除非合同更改单中另有专门规定，政府提供设备的重量变化和政府负责的更改不应增加或减少原合同或细则规范中规定的设计重量。承制方应按原始合同末项规定的重量保证要求的强度，或按照全因承制方责任而超重所增添的细则规范规定的重量来保证要求的强度。在政府提供的设备超重情况下，应按政府提供设备的实际重量保证强度，并调整有效装载以维持规定的总设计重量和设计状态。为保证因政府提供设备超重的强度，引起空机重量的增加应由政府负责，并与订货方协商。

3.11 设计强度 对所有设计状态，结构应按以下原则保证强度：即对于限制载荷，不应超过材料的许用屈服应力，对于极限载荷，不应超过材料的许用破坏应力。在疲劳受载情况下，应这样保证强度：即结构的疲劳寿命应等于或超过包括规定分散系数在内的规定寿命。

3.11.1 设计数据和许用材料性能 设计数据和材料性能应根据MIL—HDBK—5、MIL—HDBK—17和MIL—HDBK—23确定，或根据其它资料并经订货方认可或按订货方的规定确定。材料的许用性能应根据静力和疲劳试验数据而不是手册数据并经订货方认可方可使用；在前面的手册中未曾取得的材料性能，应按照适当的手册中有关数据所使用的程序进行验证和分析。需要改进非金属材料 and 复合材料的数据和性能时，被试材料、复合材料及工艺过程一定要和生产飞机时使用的一致。上述得到的最低保证性能用于以下设计：(1) 其破坏后会引起飞机失事或操纵失灵的单个结构件；(2) 不经结构试验的结构件。这些性能以A和S值出现在MIL—HDBK—5中。经订货方批准，其破坏后仅引起载荷重新分布，而不会导致飞机失事或操纵失灵的构件，也可使用MIL—HDBK—5中的B值。为了通过分析计算验证结构的完整性，材料的规格应是标定的规格。

3.11.1.1 铸件 铸件应根据MIL—C—6021进行分类和检查。除3.11.1节中规定使用的那些设计数据和许用材料性能外，结构用铝铸件应符合MIL—A—21180。对于限制载荷及极限载荷计算，用MIL—HDBK—5中的A值计算的安全裕度不应小于0.33。DH1—2中规定的铸件要求同样适用。

3.11.1.2 锻件 锻件尽可能根据MIL—F—7190(钢)、MIL—A—22771(铝)、QQ—A—367(铝)和MIL—F—83142(钛)设计和生产。锻件材料的晶粒流向应是需要的流向，这是锻造固有的特性，在DH1—2中的锻件要求同样适用。另件加工后不允许表面脱碳。

3.11.2 设计用材料机械性能 结构设计使用的材料机械性能的选取，应考虑影响许用强度的所有因素。

3.11.2.1 晶粒方向 设计中使用的许用应力不应超过加工后晶粒方向可用应力。实际上,结构件的设计应使在锻造、轧压、拉制或其它加工过程所形成的危险应力方向相应于晶粒方向是有利的。

3.11.2.2 温度影响 设计时使用的许用应力,应包括原定在长期、短期和反复暴露在温升环境中,并与计划使用的所用载荷同时组合作用引起材料强度降低的影响,还应包括蠕变、热膨胀、紧固连接件松动和温升疲劳的效应。

3.11.2.3 振动和疲劳的影响 设计中选择许用强度值时,应包括持续的振动和疲劳载荷对材料强度的影响。

3.12 损伤容限 主要结构应综合考虑材料、应力水平和结构形式,以减少由于未发现的滑移、裂纹或其它损伤的扩展而造成飞机失事的概率。使用减缓裂纹增长、多路传力路线和系统及其它有效的原则可达到这一要求。作为损伤容限要求的主要结构应包括那些损坏后会造成以下事故的所有结构件:

a. 在结构设计的速度限制内导致飞机失控运动;

b. 妨碍飞机达到足够低的速度而影响安全着陆;

c. 飞行设计情况下的极限安全系统从1.5减小到1.0以下。

3.13 飞行载荷 飞行载荷应按照MIL—A—8861的规定。

3.14 着陆和地面操作载荷 着陆和地面操作载荷应按照MIL—A—8862的规定。

3.15 其它载荷 其它受载情况应按照MIL—A—8865的规定。

3.16 可靠性要求、重复载荷和疲劳 结构可靠性要求、疲劳的防止和重复载荷的损伤应按照MIL—A—8866的规定。

3.17 符号和坐标系 所有结构报告中要求的符号及其坐标系的选择和它们相互之间的角度关系应按照ANSI标准Y10.7—1954的规定。

3.18 核武器效应 核武器效应的要求应按照MIL—A—8869的规定。

3.19 颤振和发散、振动及声疲劳 有关颤振和发散、振动及声疲劳的要求应按照MIL—A—8870、MIL—A—8892和MIL—A—8893的规定。

3.20 飞行试验要求 对于确定飞行载荷和飞行结构验证的结构飞行试验要求应按照MIL—A—8871的规定。

4. 质量保证措施

4.1 质量保证的措施,只要合适应按MIL—A—8861、MIL—A—8862、MIL—A—8865到MIL—A—8871、MIL—A—8892、MIL—A—8893以及有关的合同中的规定。

5. 交货准备

5.1 第5节不适用于本规范

6. 注释

6.1 预定用途 本规范用于飞机结构设计和结构验证。

6.2 定义和符号 应采用文件COESA—标准大气、MIL—STD—210 和 NASA SP7 (宇航技术术语辞典) 中的有关术语和大气特性。

6.2.1 设计重量 考虑到MIL—A—8861、MIL—A—8862、MIL—A—8865、MIL—A—8866、MIL—A—8869和MIL—A—8871的受载情况所用的重量,就是本规范中定义的可用重量,以及比它小而且包括小到会导致危险载荷的最小飞行重量在内的所有重量。设计重量适用于与结构受载情况规定的重量分布一致的所有可达到的有效装载布局,尽管这些重量也可以按单个有效装载布局确定。

6.2.1.1 最小飞行重量(W_{min}) 对于各类飞机最小飞行设计重量是按MIL—STD—254中第一部分确定的空机重量加上下列各项重量,但不包括可卸的武器、弹药或其它可卸的有效装载:

a. 全部可用的和不可用的机内燃油量的5%,或按细则规范中规定的储油(对于飞行品质和颤散发散情况应假定机内无燃油);

b. 滑油与a项一致;

c. 最少的乘员。

6.2.1.2 最大设计重量(W_{max}) 最大设计重量是飞机带有按本文规定的最大机内装载和最大机外装载的重量,不扣除滑跑、暖机或爬升所消耗的燃油。该重量适用于以下情况:

a. 各类飞机的滑跑和地面操作载荷;

b. 起飞载荷;

c. 空中加油情况;

d. 飞行载荷;

e. 机轮顶起(为了更换机轮和轮胎,需要用千斤顶顶起机翼和机身);

f. 防止颤振和发散载荷以及振动载荷;

g. 空投载荷。

6.2.1.2.1 最大内部装载 最大内部装载应包括下列规定的项目:

a. 内部满油;

b. 机内携带的最大装载(或装载组合);

c. 携带b项相应的支架;

d. 按照MIL—STD—254中第一部分规定的最大内部有效装载。

6.2.1.2.2 最大外部装载 最大外部装载应包括下列规定的项目:

a. 包括外部携带燃油的最大外挂物重量(或外挂物组合);

b. 与a项相应的挂架;

c. 与a项相应的导轨。

6.2.1.3 基本飞行设计重量 (W_{BF}) 基本飞行设计重量适用于6.2.1.2节中 a 到 g 项, 其定义如下:

a. 对于 A、F 和 TF 飞机, 该重量是下列重量中的较大者:

(1) 最大设计重量减去规定的最大内部和最大外部装载的 50%, 其中燃油按内部满油或总燃油 (内部和外部) 的 80%, 选取较大者。燃油重量计算是在发动机起动时算起。

(2) 携带基本有效装载的起飞重量, 包括内部满油或内外总燃油的 80%, 两者中选取较大者。燃油计算是从发动机起动时算起。

b. 对于 B、C、O、T 和 U 类飞机, 该重量是执行基本任务所携带的有效装载, 并在发动机起动时的重量。

6.2.1.4 最大武器重量 (W_{Mo}) 对于 A、F 和 TF 飞机, 最大武器重量应包括按基本飞行设计重量 (6.2.1.3a 节) 所规定的燃油重量加上规定的最大武器重量。

6.2.1.5 陆基飞机着陆设计重量 (W_{LL})

6.2.1.5.1 O、T 和 U 类飞机 对于 O、T 和 U 类飞机, 着陆设计重量是按 6.2.1.2 节规定的最大设计重量减去下列重量:

- 所有能投放项目的重量;
- 所有外挂燃油重量;
- 25% 内部可用燃油的重量。

6.2.1.5.2 C 类飞机 对于 C 类飞机, 着陆设计重量是按 6.2.1.2 节规定的设计重量减去下列重量:

- 所有外挂燃油重量;
- 50% 内部燃油的重量。

6.2.1.5.3 A、F、TF 和 B 类飞机 对于 A、F、TF 和 B 类飞机, 着陆设计重量是按 6.2.1.2 节规定的最大设计重量减去下列重量:

- 所有外部燃油重量。对于既能挂油箱又能挂其它外挂物的部位, 均认为这些部位挂有其它外挂物;
- 60% 内部可用燃油的重量。

6.2.1.6 最大着陆设计重量 (W_{ML}) 最大可用着陆设计重量为 6.2.1.2 节规定的重量减去下列重量:

- 助推起飞消耗的燃料;
- 可投放的油箱;
- 按正常起飞过程在起飞后的瞬时或过程中所消耗的重量;
- 飞机绕场一周或飞行 3 分钟所应急排放的燃油, 取两者中的较小者。

6.2.1.7 起吊设计重量 (W_H) 起吊设计重量是按 6.2.1.2 节规定的最大设计重量减去机组人员、旅客和外挂物的重量。

6.2.2 速度 速度以海里/小时表示, 通常按国际海里计算。

6.2.2.1 指示空速 (IAS) 指示空速是不经仪器、安装位置和压缩性修正的空速表上的读数。

6.2.2.2 校正空速 (CAS) 校正空速是对指示空速经过安装位置和仪器误差修正后的速度。

6.2.2.3 真空速 (TAS) 真空速是飞机相对周围大气的运动速度。

6.2.2.4 当量空速 (EAS) 当量空速是真空速乘以所在高度上的空气密度比的平方根所得的速度。

6.2.2.5 接触速度 (V_E) 接触速度是飞机相对于着陆面的速度。

6.2.2.6 最大平飞速度 (V_H) 该速度应在合同文件中规定,它是飞机处于基本构形,并在相应于基本飞行设计总重所规定的使用情况下,最大连续水平飞行速度。

6.2.2.7 限制速度 (V_L) 在基本构形和高阻构形情况下的限制速度就是假定飞机以小角度或大角度俯冲、减速板打开或关闭、使用推力、并存在阵风的扰动时所能达到的最大速度或按合同文件的规定。

6.2.2.8 着陆、进场和起飞限制速度 (V_{LFR}) 着陆、进场和起飞限制速度是在起飞或着陆时,起落架和其它装置在打开或伸出位置时飞机的最大速度。该速度 V_{LFR} 应为下列速度的较大者:

a. 在最大设计重量和零推力情况下,起飞时使用的各装置在起飞位置处于伸出或打开状态时,最小平飞速度的160%;

b. 在着陆设计重量和零推力情况下,着陆时使用的各装置在着陆位置处于伸出或打开状态时,飞机最小水平速度的180%;

c. 在最大设计重量和零推力情况下,飞机最小平飞速度的150%。在起飞和着陆过程中正常使用的装置应处于完全收起或关闭位置。对于具有几何表面可变的飞机,这些表面应处于与使用要求相一致的设计限制范围内的所有位置;

d. 在基本飞行设计重量下,起飞后在200英尺高度以内,起飞时伸出或打开的装置在规定时间内完全关闭或收上,以最大推力状态所能达到的最大速度的120%。

6.2.2.9 空投速度 (V_{AD}) 在最小飞行重量和襟翼处于适用的位置,空投速度是最小平飞速度的1.3倍到200海里/小时之间的所有值或由订货方另行规定。

6.2.2.10 阵风减速 (V_G) 阵风减速应根据任务要求允许的减速值和可能达到的减速值确定。还应保证适当的静安定裕量和失速裕量。

6.2.2.11 失速速度 (V_{SL}) 失速速度是飞机在着陆构形下且推力为零时最小平飞速度。

6.2.3 附加术语

6.2.3.1 急剧操纵位移 凡是规范中要求在规定时间内施加规定的力或位移进行急剧操纵时,不要求超过最大可用的铰链力矩、功率和助力系统最大速率或最大可用位移。

6.2.3.2 危险状态 危险状态是一种设计受载状态,若合适的话,此时安全裕量

和试验将表明,结构在极限载荷作用下,最容易破坏,或在限制载荷作用下会产生永久变形。

6.2.3.3 载荷系数“n” 载荷系数“n”是给定的载荷与相应的重量之比值。如果使用下标,下标表示方向。

6.2.3.4 限制载荷或限制载荷系数 载荷和载荷系数确定了飞机和各部件设计的强度水平。限制载荷系数是使用中正常允许的最大载荷系数。

6.3 更改 本规范及相关的规范可以进行更改,对MIL—A—8860到MIL—A—8871、MIL—A—8892和MIL—A—8893中的设计和试验要求的更改,应成为合同的末条。

6.4 旁注标志 由于相对于原来版本更改量大,本修改本中没有使用星号以示更改。

管理单位

空军—11

制订单位

空军—11

项目编号:1510—F013